第 42 卷 第 1 期
2025 年 2 月

应 用 力 学 学 报
Chinese Journal of Applied Mechanics

Vol. 42 No. 1
Feb. 2025

DOI:10.11776/j.issn.1000-4939.2025.01.005

基于铆钉动态模型的民机侧壁板抗鸟撞研究

陈晓峰[1],朱小龙[1],龙舒畅[2],汪远[3],张晓刚[3]

(1. 成都飞机工业(集团)有限责任公司,610092 成都;2. 华南理工大学土木与交通学院,510641 广州;
3. 上海飞机设计研究院,201203 上海)

摘 要:为了研究民机侧壁板结构抗鸟撞性能,基于 Abaqus 建立了航空铆钉动态弹塑性损伤模型,并通过模拟铆钉动态加载试验、民机侧壁板鸟撞试验和仿真分析,研究了铆钉紧固件动态模型的准确性和民机侧壁板的鸟撞动态响应。结果表明:民机侧壁板结构鸟撞冲击下主要表现为铆钉紧固件的大量破坏导致加强肋脱离。结构纵框、加强肋和蒙皮均未出现撕裂破坏。基于 Abaqus 的铆钉动态弹塑性损伤模型能够很好地描述其动态加载下的应变率强化效应,能够较为准确地模拟拉剪耦合加载下的损伤破坏行为,并且应用该模型能够准确模拟鸟撞冲击下铆钉紧固件的失效形式,从而获得与试验较为一致的应变结果;可见该铆钉模型能够为民机结构抗鸟撞问题研究提供基于 Abaqus 的铆钉紧固件建模方法。

关键词:航空铆钉;动态模型;民机侧壁板;鸟撞

中图分类号:V244.11　　**文献标志码**:A　　**文章编号**:1000-4939(2025)01-0054-10

Bird-strike research of the nose sidewall plate structure based on the dynamic model of rivets

CHEN Xiaofeng[1],ZHU Xiaolong[1],LONG Shuchang[2],WANG Yuan[3],ZHANG Xiaogang[3]

(1. Chengdu Aircraft Industrial (Group) Co.,Ltd.,610092 Chengdu,China;
2. School of Civil Engineering and Transportation,South China University of Technology, 510641 Guangzhou,China;
3. Shanghai Aircraft Design and Research Institute,201203 Shanghai,China)

Abstract:In order to study resistance performance of civil aircraft side panels under the bird strike loading,a dynamic elastoplastic damage model of aeronautical rivets was established based on Abaqus. The accuracy of the dynamic model of rivets fasteners and the dynamic response of civil aircraft side panels under the bird impact were studied by simulating dynamic loading test of rivets,bird impact test and simulation analysis of civil aircraft side panels. The results show that large amounts of rivets and fasteners of the civil aircraft side wall panel structure are damage when suffered the bird strike,but the longitudinal frame,reinforcing rib and skin of the structure are not torn or damaged. The dynamic elastic-plastic damage model of rivet based on Abaqus can well describe the strain rate strengthening effect and can accurately simulate the damage behavior under dynamic tensile-shear coupling loading. The model can accurately simulate the fail-

收稿日期:2023-02-19
基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 12102137)
通信作者:龙舒畅。E-mail:longsc@scut.edu.cn
引用格式:陈晓峰,朱小龙,龙舒畅,等. 基于铆钉动态模型的民机侧壁板抗鸟撞研究[J]. 应用力学学报,2025,42(1):54-63.
CHEN Xiaofeng,ZHU Xiaolong,LONG Shuchang,et al. Bird-strike research of the nose sidewall plate structure based on the dynamic model of rivets[J]. Chinese journal of applied mechanics,2025,42(1):54-63.

ure mode of rivets and fasteners under bird impact and obtain the strain results consistent with the test results. It can be seen that the rivet model can provide an Abaqus-based rivet fastener modeling method for the research on the anti-bird strike problem of civil aircraft structures.

Key words: aeronautical rivet; dynamic model; nose sidewall plane structure; bird-strike

飞机等飞行器与鸟类发生碰撞而产生动态冲击破坏,从而影响飞机飞行安全的事件称之为鸟撞。鸟撞发生的频率随着航空业的迅速发展而逐年升高。仅 2016 年我国境内民航客机就发生鸟撞事件 4 681起,构成事故 202 起,经济损失超过 1.1 亿元[1],严重威胁了飞行安全,更甚者造成大量的人员伤亡。CCAR-25-R4 运输类飞机适航标准规定,民用飞机应在规定质量的鸟相撞后仍能够继续安全飞行和着陆[2]。

机头是鸟撞发生的热点区域之一,并且存放大量的航电仪表设备。机头结构由蒙皮、结构梁和加强肋构成,并且大量使用铝合金和钛合金金属结构件。铆接工艺简单且连接稳定可靠,因此成为大型飞机整机装配的主要连接紧固方式。金属结构件主要通过铆钉和螺栓方式连接。铆钉等紧固件的破坏形式直接影响结构的刚度变化和传力路径,从而影响数值仿真分析的精度[3]。为了准确地分析机头结构的抗鸟撞性能,需要研究铆钉等紧固件的动态力学和损伤破坏行为。

当前对鸟撞问题的研究通常有数值计算和试验 2 种方法[4]。鸟撞试验和数值计算分析相互验证可以有效地减少试验数量并提高飞机结构设计效率。目前国内大量的研究人员通过试验方法对鸟撞问题的研究,结构位移和应变信息基本上都是使用应变片、激光位移传感器、高速摄影等传统手段进行采集和研究[5-8]。也有部分研究者采用三维数字图像相关法(3D-digital image correlation,3D-DIC)进行全域位移和应变分析[9-10]。鉴于 3D-DIC 方法处于起步阶段,应变片测量仍然是当下工程领域最可靠的应变测试手段。

在航空铆钉等紧固件的动态力学与损伤破坏行为方面,大量学者进行了霍普金森拉杆的复合加载试验,建立了航空铆钉的准静态与动态性能测试方法[11-16]。对于 Abaqus 中复杂结构的铆钉紧固件简化问题,目前缺少相关研究报道。

本研究基于 Abaqus 建立了航空铆钉紧固件的动态弹塑性损伤模型,通过民机机头侧壁板结构鸟撞试验和仿真分析,研究了民机机头侧壁板结构的变形与铆钉紧固件的破坏,验证了动态弹塑性损伤模型的有效性和准确性,为使用 Abaqus 研究飞机结构鸟撞问题提供了一种建模方法。

1　航空铆钉动态模型

大量的铆钉和螺栓紧固件在整机的有限元模型和数值分析过程中必须进行模型简化。目前的主流商业软件对铆钉和螺栓紧固件的简化各不相同:Nastran 使用 CWELD 的单元;LS-Dyna 使用 CONSTRAINED_SPR2 模型;Pam-Crash 使用 PLINK 单元。在 Abaqus 中用 Connector(Conn3d2)单元来描述铆钉和螺栓紧固件的力学行为。Connector 单元是多用途的连接单元,对比上述 3 种简化的连接单元,Connector 单元能够考虑紧固件的应变率效应,对模拟高速冲击问题有其优势。本研究主要为构建 Connector 单元的动态损伤演化模型及获取相应的材料参数,并进行验证。

1.1　铆钉模型创建

为了和整体民机结构的建模方法统一,考虑到民机模型的复杂性,本研究采用 Abaqus 中的连接器单元(Conn3d2 单元)模拟航空铆钉。具体的铆钉模型示意图如图 1 所示。在 2 个部件铆钉紧固件位置分别设置 2 个参考点(reference point,RP),以参考点为圆心的影响半径内的所有节点都通过刚性梁(rigid beam)与参考点连接,最后在 2 个参考点中间建立 Conn3d2 单元。通过设置 Conn3d2 单元的力学模型描述其在受到位移或者动力载荷时的力学响应。

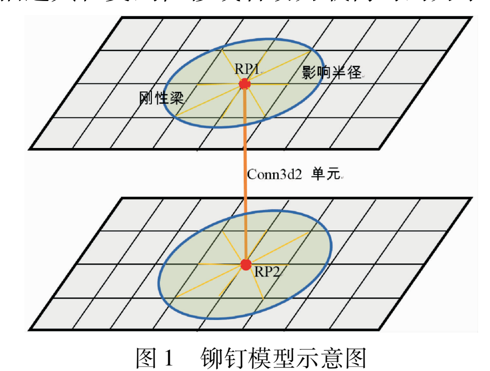


图 1　铆钉模型示意图

Fig. 1　Schematic diagram of rivet modeling

1.2 动态弹塑性损伤模型

动态弹塑性损伤模型是将铆钉受到载荷后的力学响应行为分成弹性阶段、塑性阶段和损伤失效阶段，同时加入应变率强化的影响。因此，动态弹塑性损伤模型理论上能够准确地模拟铆钉紧固件不同加载速度下和不同加载位移下的力学响应和损伤程度。Abaqus 中的 Conn3d2 单元与常规单元不同之处在于其本构关系不是应力-应变关系，而是位移与载荷关系。

铆钉结构受力示意图如图 2 所示。铆钉所受合力可分解为垂直与横截面的轴力 F_N 和平行于横截面的剪切力 Fs。轴力 F_N 和剪切力 Fs 表示为[17]

$$F_N = <f_3> + \left(\frac{1}{r_n}\right)\sqrt{m_1^2 + m_2^2} \tag{1}$$

$$F_S = (1/r_s)|m_3| + \sqrt{f_1^2 + f_2^2} \tag{2}$$

式中：“< >”为麦考利括号；$r_n = \sqrt{I_{xx}/A}$；I_{xx} 为铆钉截面惯性矩；A 为截面面积；$r_s = 2r_n$。

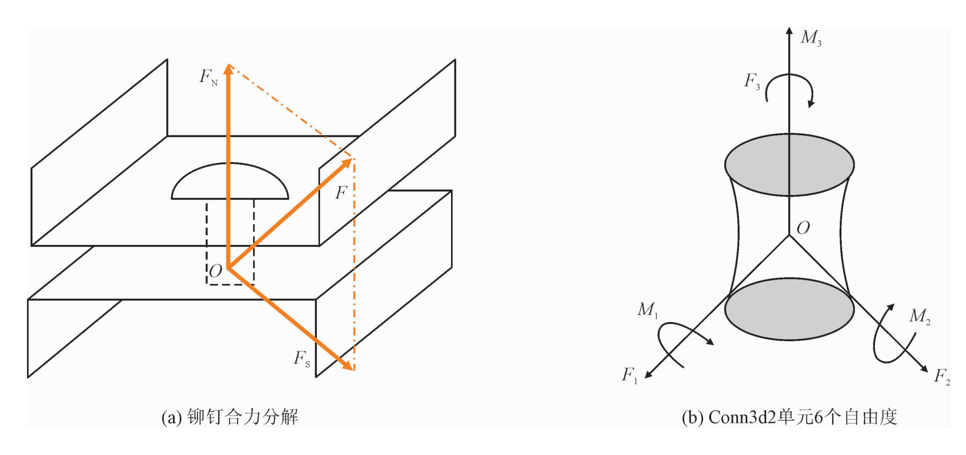


图 2 铆钉结构受力示意图

Fig. 2 Force diagram of rivet structure

1.2.1 弹性

铆钉受到的载荷较小时，其力学性能表现为弹性，弹性段卸载时会沿原路径返回。弹性段在材料力学上有经典的胡克定律描述，可以通过设置刚度矩阵 $\boldsymbol{D}$ 定义。如图 2(b) 所示，Conn3d2 单元总共有 6 个自由度，假设其 3 个转动自由度是刚性的，Z 轴方向为铆钉轴向，X 轴和 Y 轴为铆钉径向。3 个位移自由度的弹性刚度常数为

$$D_{11} = D_{22} = \frac{GA}{L} \tag{3}$$

$$D_{33} = \frac{EA}{L} \tag{4}$$

式中：E 为材料弹性模量；G 为材料剪切模量；A 为铆钉截面面积；L 为铆钉长度。

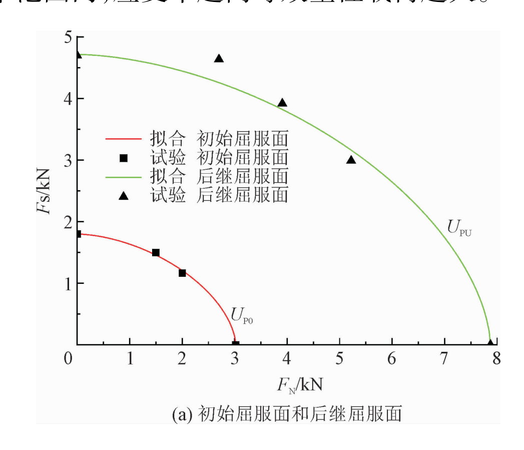
1.2.2 塑性

铆钉在受到较大载荷后进入塑性流动变形。塑性段的定义包括屈服准则和塑性流动准则。屈服准则决定铆钉出现不可恢复的塑性变形的受力状态，可以通过屈服面方程描述[17]

$$\varphi(F_N, F_S) = \left[\left(\frac{F_N}{F_{NY}}\right)^\beta + \left(\frac{F_S}{F_{SY}}\right)^\beta\right]\frac{1}{\beta} \tag{5}$$

其中 F_{NY} 和 F_{SY} 分别为轴向屈服载荷和径向屈服剪切载荷。当屈服面函数等于 1 时铆钉进入塑性阶段。

塑性流动准则是控制屈服面演化的方程，本研究塑性流动准则由 90°单轴拉伸位移载荷曲线确定。初始屈服面与后继屈服面如图 3(a) 所示。剪切和轴向载荷达到初始屈服面后进入塑性段，塑性段为各向同性强化，拟合的初始屈服面和损伤起始时的屈服面与试验一致。图 3(b) 所示为铆钉 90°单轴拉伸的等效塑性位移-等效塑性载荷曲线，说明铆钉紧固件有比较明显的应变率强化效应，在本研究的应变率范围内，应变率越高等效塑性载荷越大。



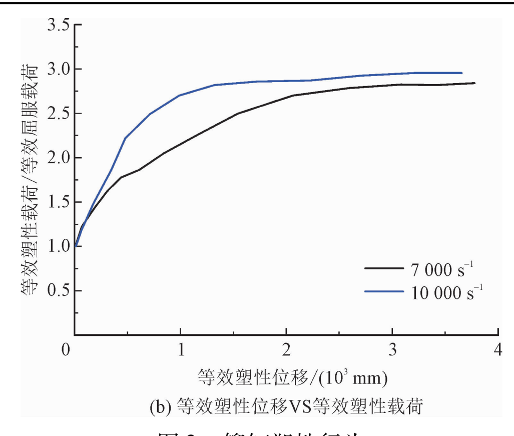


图 3　铆钉塑性行为

Fig. 3　Plastic behavior of rivets

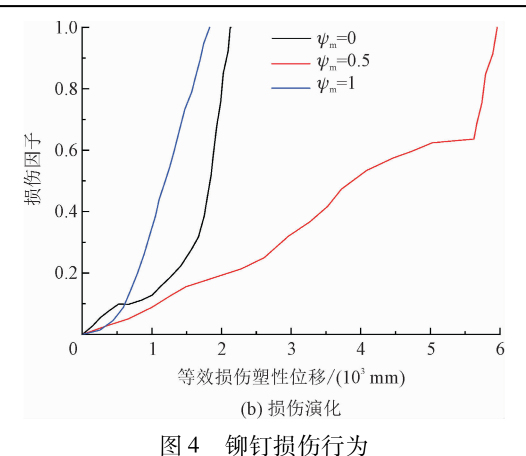


图 4　铆钉损伤行为

Fig. 4　Damage behavior of rivets

1.2.3　损伤

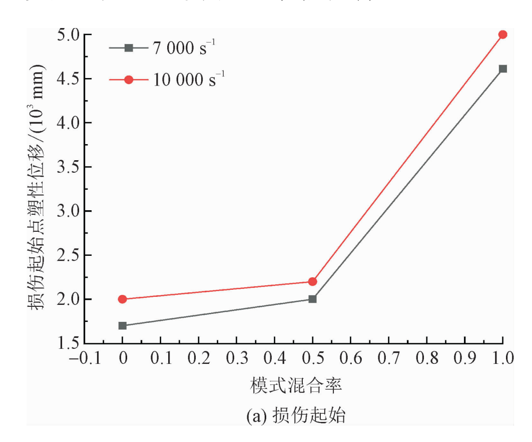
损伤是材料和结构在承载过程中发生的承载能力下降的现象。工程上通常通过最大载荷或者累积塑性变形来定义损伤。铆钉通常在最大载荷出现时仍能继续保持承载能力一段时间,因此采用累积塑性变形来定义其损伤。

通过试验结果能够发现,铆钉紧固件的损伤失效与其承受的剪切力和轴力状态相关。表征材料的受力状态一般可以用应力三轴度表示,这里通过与其类似的量——模式混合比率表示[17]

$$\Psi_m = \left(\frac{2}{\pi}\right)\arctan\left(\frac{F_N}{F_S}\right) \tag{6}$$

当铆钉 0°纯剪切加载时,有 $F_N = 0, \Psi_m = 1$;当铆钉 90°单轴拉伸加载时,有 $F_S = 0, \Psi_m = 0$;模式混合比率的取值范围在 −1 到 1 之间,能够表示任意铆钉加载的受力状态。

通过试验结果可以得到铆钉的损伤数据,损伤参数如图 4 所示。可以看出应变率越高铆钉损伤起始塑性位移越大。而且,拉剪耦合状态导致铆钉的损伤演化速度小于纯剪切和纯拉伸,铆钉的最终失效位移明显大于纯剪切和单轴拉伸。



1.3　数值模拟方法验证

为了验证 1.1 节中的动态弹塑性损伤模型的准确性,通过在 Abaqus 中创建壳单元简化模型对 0°、45°和 90°这 3 种加载角度下的铆钉结构动态拉伸、拉剪耦合及纯剪切试验进行模拟。铆钉动态试验数据引用自汪存显等[11]的 Monel 400 圆头铆钉霍普金森拉杆试验。模拟时仅考虑铆钉紧固件的力学行为,故将试验夹具等效成刚体,模型接触采用通用接触,并在铆接结构入射端设置 15 m/s 和 20 m/s 的恒定加载速率,其中 15 m/s 和 20 m/s 分别对应 7 000 s^{-1}和 10 000 s^{-1} 2 种应变率加载。铆钉验证模型如图 5 所示,铆钉通过 fastener 捆绑相互作用于夹具的壳单元连接。

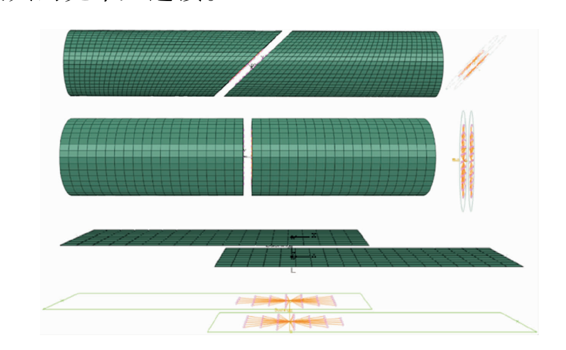


图 5　动态铆接试验结构简化模型

Fig. 5　Simplified models for tests of dynamic riveting structure

试验与仿真得到的铆钉紧固件位移载荷响应曲线如图 6 所示。由图可知,铆接结构在纯剪切、45°拉剪耦合及纯拉伸加载情况下的仿真结果与试验结果吻合较好。仿真结果的最大载荷均略大于试验结果的最大载荷,仿真的失效位移与试验结果一致。说明 1.2 节中的弹塑性损伤模型能够很好地模拟航空铆钉的动态力学和损伤破坏行为。

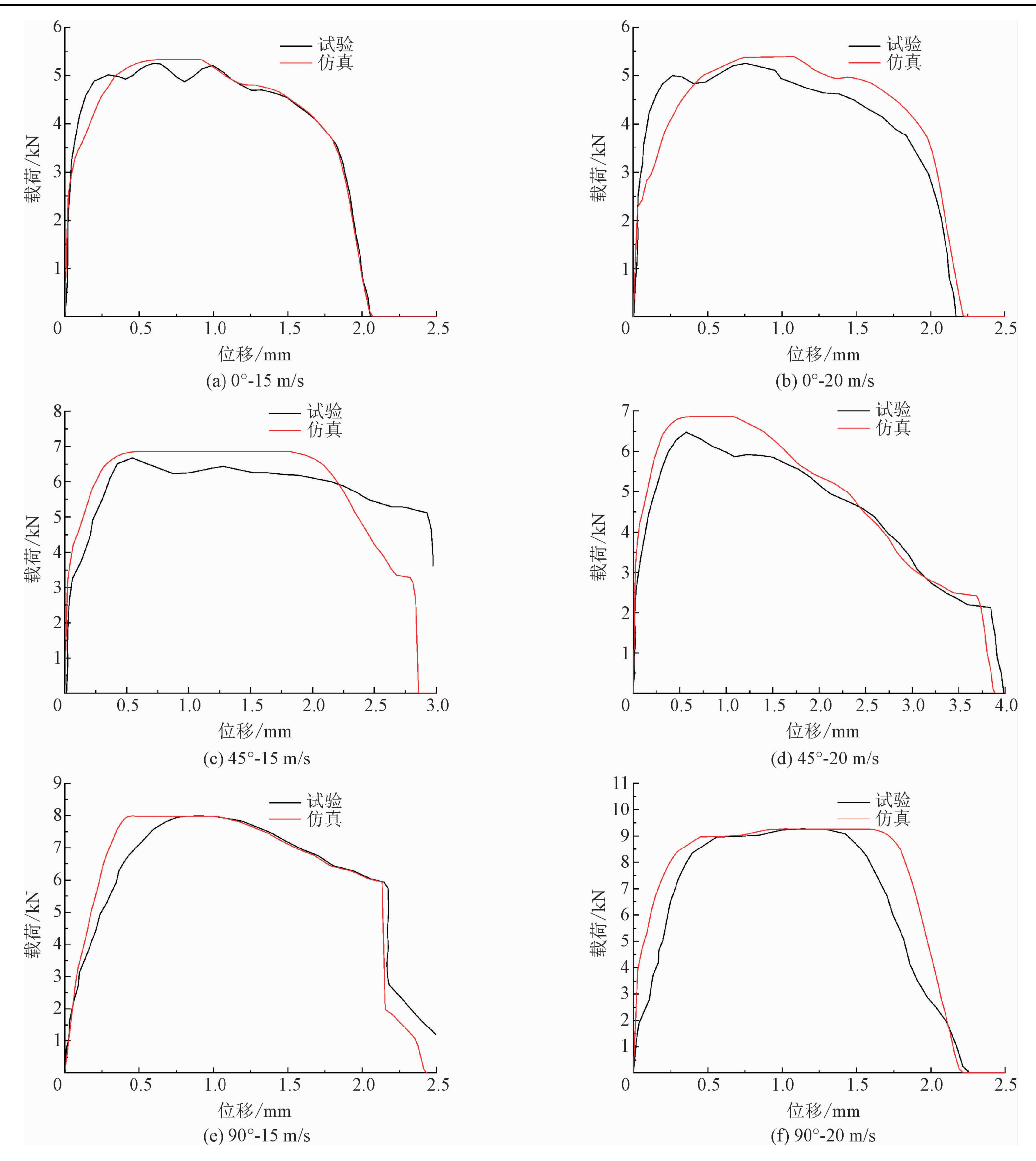


图 6 铆接结构简化模型结果与试验结果对比

Fig. 6 Comparison between results of simplified models and test results

2 鸟撞试验与数值计算

通过进行民机侧壁板结构鸟撞试验和仿真，研究其铆钉的破坏形式和结构的应变响应，验证本研究提出的铆钉动态模型对大型结构抗鸟撞问题分析的准确性。

2.1 民机侧壁板鸟撞试验

鸟撞试验使用的鸟弹普遍使用禽类真鸟和人工明胶鸟弹。明胶鸟弹一方面能极大降低其个体差异性，另一方面与真实禽类鸟弹的结构动态响应过程接近[18]。大部分鸟撞试验研究为了保证试验的重复性，通常采用明胶鸟弹。而本研究为民机侧壁板鸟撞试验为结构抗鸟撞性能验证性试验，因而采用质量为 1.8 kg 的禽类真鸟作为鸟弹。

民机侧壁板鸟撞试验装置布置如图 7 所示，整套装置由发射装置、脱壳装置、测速系统、高速摄影系统、超动态应变采集系统组成。为了避免支撑结构的影响，侧壁板试样使用高强度结构钢进行固定安装，支撑架和试样的实际安装如图 8 所示。空气炮炮管出口处设置剥壳装置实现鸟体与弹托分离，使得鸟体以较为稳定的初始状态撞击民机侧壁板试验件。试验件前方设置 3 台高速摄像机，1 台平行于测速装置用以校核鸟体速度，2 台用以观测鸟体撞击的位置与撞击时的鸟体姿态。在试验件内侧设置大量程高采样率应变片（100 000 微应变），应变片布置如图 9 所示，并通过超动态应变仪实时采集鸟

撞时的应变响应时程。民机侧壁板鸟撞试验测试测点布置如图 9 所示。

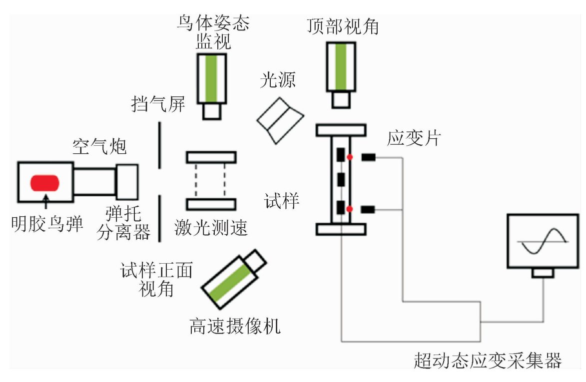


图 7　民机侧壁板鸟撞试验装置布置示意图

Fig. 7　Diagram of bird impact test device for nose side wall

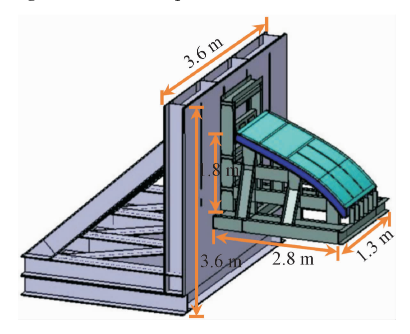


图 8　民机侧壁板试验件安装示意图

Fig. 8　Installation diagram of test piece of head side wall

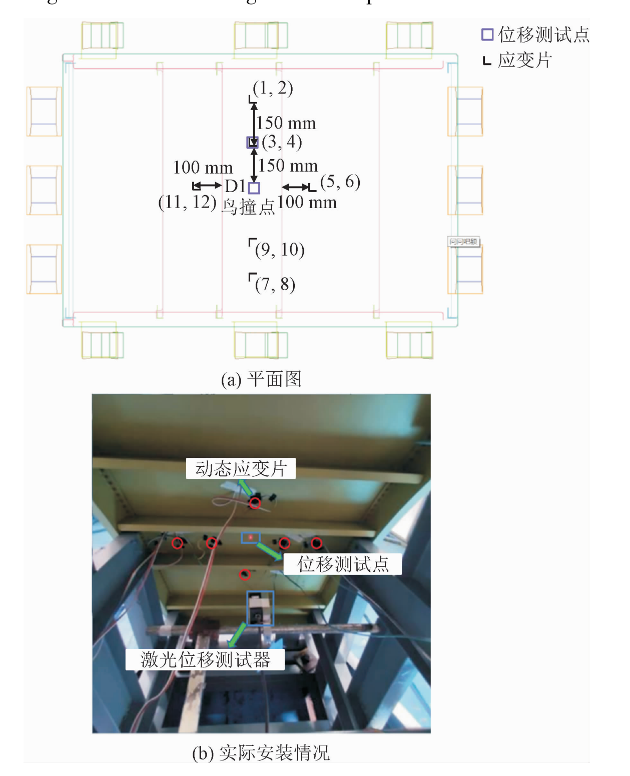


图 9　民机侧壁板试验件测点布置

Fig. 9　Diagram of measuring points on head side wall test piece

2.2　有限元模型

鸟撞模拟中鸟体完全解体,拉格朗日有限元无法模拟鸟体大变形造成的单元畸变问题。目前普遍采用耦合欧拉-拉格朗日法(Couple Euler-Lagrange, CEL)和光滑粒子流体动力学方法(smooth particle hydro-dynamic, SPH)模拟高速鸟撞中的鸟体大变形。

2.2.1　鸟体模型

数值计算采用的鸟体几何模型与试验相同,为两端半球状、中间圆柱体的胶囊状柱体,长径比 $l/d=2$,如图 2 所示。鸟体模型的质量为 1.8 kg。采用 SPH 单元模拟高速鸟撞冲击过程中的鸟体流体状飞溅,鸟体材料参数[9]如表 1 所示。

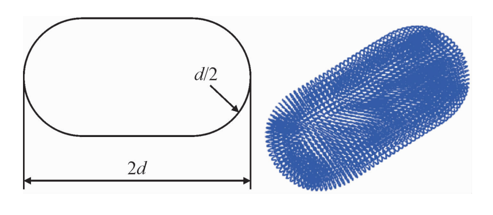


图 10　鸟体 SPH 模型尺寸示意图

Fig. 10　Dimension diagram of bird SPH model

表 1　鸟体材料参数[9]

Tab. 1　Material parameters of bird body[9]

密度/(kg·m^{-3})	弹性模量/GPa	泊松比	屈服强度/MPa	失效应变	强化模量/MPa
938	0.068	0.49	0.69	1.25	5

2.2.2　侧壁板结构铆钉模型

民机侧壁板结构试验件总计铆钉紧固件 652 个,共使用 3 种牌号的铆钉进行连接。铆钉紧固件参数如表 2 所示。由于铆钉数量多,且需要单独为每一个铆钉定义其轴向和径向方向。因此,模型统一将局部坐标系 Z 轴定义为铆钉紧固件的轴向,X 和 Y 轴为铆钉径向一对独立坐标轴。铆钉的建模通过 Python 脚本建模,并定义局部坐标系 Z 轴为铆钉紧固件的轴力方向,X 轴和 Y 轴默认设置。

经典的铆钉紧固件失效判据形式为 $\left(\frac{F_{\mathrm{T}}}{F_{\mathrm{TU}}}\right)^a + \left(\frac{F_{\mathrm{S}}}{F_{\mathrm{SU}}}\right)^b \geqslant 1$,通过表 2 中的铆钉紧固件失效参数,拟合出本研究的参数 β。NAS6204 牌号铆钉直径大,不是鸟撞主要变形区的连接件,且变形过程中未出现屈服,所以将其考虑为线弹性。

表 2 铆钉紧固件相关参数

Tab. 2 Parameters of rivets

牌号	F_{TU} /kN	F_{SU} / kN	a	b	β
CFBL1001AG6	9.210	14.280	5.89	3.55	4.5
NAS1097AD6	6.099	3.827	1.50	2.10	1.8
NAS6204	25.900	40.200	5.89	3.55	–

侧壁板结构铆钉紧固件模型如图 11 所示。其中与加强框与蒙皮使用 NAS1097AD6 牌号铆钉连接,加强框与结构框连接通过 CFBL1001AG6 牌号螺钉连接,结构框之间使用 NAS6204 牌号螺栓连接。

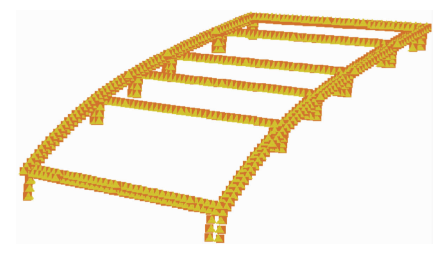


图 11 侧壁板铆钉紧固件模型

Fig. 11 Sidewall panel rivet fastener model

2.2.3 民机侧壁结构模型

建模时为了同时保证计算精度和计算速度,民机侧壁结构的蒙皮、结构梁和肋等部件网格尺寸统一选取为 10 mm。蒙皮、结构梁和肋等部件设置为 S4R 四节点减缩积分单元。鸟体网格总数为 20 484,壳单元总数为 42 437。

民机侧壁结构完全使用铝合金制成。其中蒙皮使用 2024-T42 铝合金,结构梁使用 7050-T7451 铝合金,肋使用 7075-T7351 铝合金。铝合金材料采用弹塑性模型,使用 Shear Failure 定义材料失效等效塑性应变描述材料的失效破坏。相关材料参数如表 3 所示。

表 3 侧壁结构的相关材料参数

Tab. 3 Parameters of the side wall

材料	密度/(kg·m^{-3})	弹性模量/MPa	泊松比	屈服强度/MPa	失效应变
2024-T42	2 770	72 345	0.33	295	0.3
7050-T7451	2 820	70 967	0.33	480	0.2
7075-T7351	2 800	71 078	0.33	497	0.2

复杂结构的鸟撞分析需要考虑由于结构大变形而产生的结构间自接触,因此接触模型采用 General Contact(通用接触)接触。由于鸟体在高速撞击下呈现流体飞溅状态,其与蒙皮之间的摩擦力较小,所以鸟体与蒙皮接触的动摩擦因子设置为 0.01,而侧壁板结构之间的动摩擦系数设置为 0.2。

通过预定义速度场的方式设置鸟体初始速度。侧壁板结构与试验支撑底座连接处设置简支约束边界条件。侧壁板鸟撞分析模型如图 12 所示。

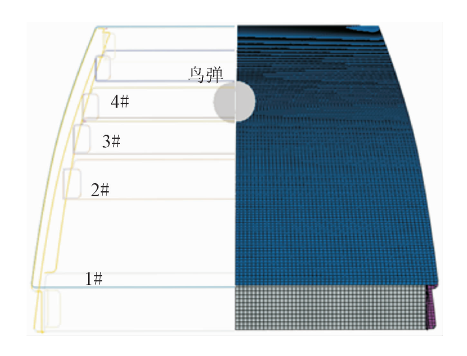


图 12 民机侧壁板鸟撞分析模型

Fig. 12 Bird impact analysis model of nose side wall panel

2.3 应变率影响

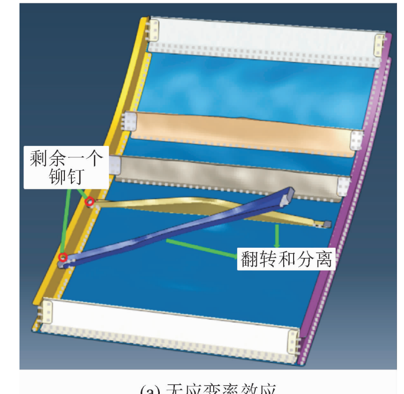
航空铆钉在力学性能测试中已经表现出了明显的应变率强化效应。为了验证航空铆钉动态模型在抗鸟撞研究中的必要性,对比了考虑应变率效应和不考虑应变率效应的模型对铆钉破坏模式的影响。模型的撞击工况选取撞击速度更高的工况,如表 4 中工况 2 所示。

表 4 民机侧壁板鸟撞试验工况

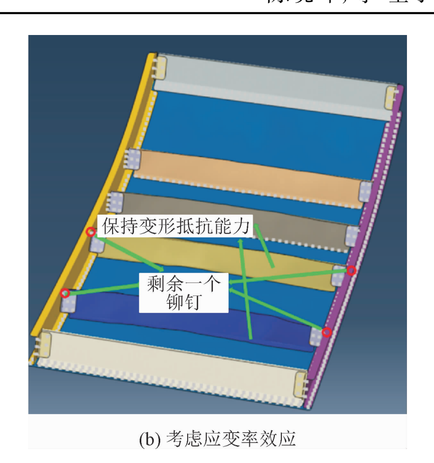
Tab. 4 Bird impact test condition of nose side wall

工况	质量/g	速度/(m·s^{-1})
1	1 811.6	183.85
2	1 807.2	227.10

航空铆钉动态模型应变率效应对铆钉破坏形式的影响如图 13 所示。图 13(a)中,不考虑应变率效应时航空铆钉大量破坏,加强肋失去与民机侧壁板蒙皮和框架的连接,在鸟撞过程中发生翻转并脱落,从而失去了抵抗变形的能力。



(a) 无应变率效应



(b) 考虑应变率效应

图 13　航空铆钉动态模型应变率效应对铆钉破坏形式影响

Fig. 13　Influence of strain rate effect on rivet breakage mode in dynamic model of aviation rivet

而图 13(b)所示考虑应变率的模型在鸟撞过程中铆钉破坏少于前者,使得加强肋在整个鸟撞过程中仍能保持承载能力。

2.4　鸟撞仿真结果验证与分析

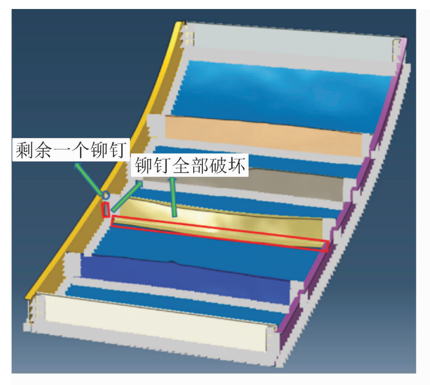
针对真实民机侧壁板鸟撞试验结果,利用 Abaqus 中的 Conn3d2 连接单元建立铆钉的动态模型,开展了相应工况仿真,如表 3 所示。将对应工况的仿真结果与试验结果的铆钉损伤破坏形式与应变响应 2 个角度进行对比分析,验证本研究铆钉动态模型的有效性。

2.4.1　铆钉损伤破坏形式

工况 1 下民机侧壁板结构铆钉破坏形式对比如图 14(a)和图 14(b)所示。鸟撞点相较于预设点偏右但仍在误差范围之内,导致试验中 4 号框与边界框相邻的 4 颗高锁铆钉全部拉脱失效,而另一侧铆钉完好。仿真铆钉除了一颗最高的高锁铆钉未破坏外,其他铆钉破坏情况与试验完全一致。

工况 2 下民机侧壁板结构铆钉破坏形式对比如图 14(c)和图 14(d)所示。工况 2 仿真结果:4 号框与蒙皮连接的铆钉全部剪切失效,其与纵向框左右各有 3 颗高锁钉失效,与试验结果完全一致;5 号框铆钉失效形式与 4 号框一致,而试验中该框的所有连接紧固件均失效,并发生脱落。

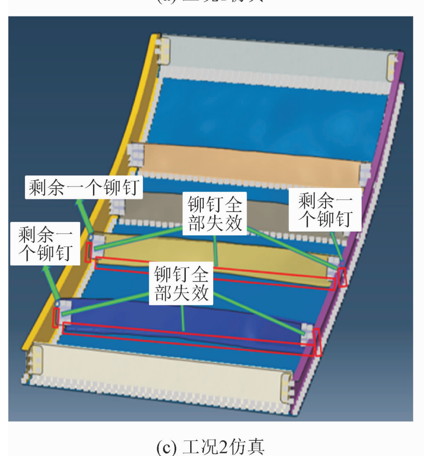
民机侧壁板结构鸟撞试验的铆钉失效结果与仿真结果基本相同,在模拟高锁钉的失效形式上与试验还有差别。



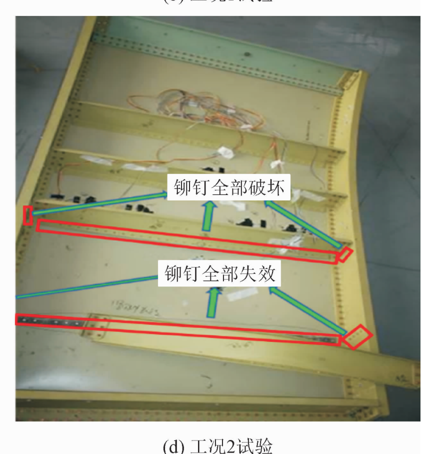
(a) 工况1仿真



(b) 工况1试验



(c) 工况2仿真



(d) 工况2试验

图 14　民机侧壁板鸟撞铆钉失效形式仿真结果与试验结果对比

Fig. 14　Comparison between simulation results and test results of failure mode of bird impact rivet on nose side wall

2.4.2 侧壁板结构应变响应对比分析

2.4.1 节中可以直观说明本研究提出的基于 Abaqus 的动态铆钉模型能够比较准确地模拟侧壁板结构的铆钉损伤失效行为。铆钉模型是结构部件间载荷传递的关键，准确的铆钉模型一定程度上决定了结构的响应计算的准确性。下面进一步通过鸟撞过程中的结构应变响应对比分析，证明本研究铆钉模型的正确性。

工况 1 侧壁板结构鸟撞应变响应时程曲线如图 15 所示。蒙皮受到鸟体撞击时首先出现压缩变形，随着蒙皮塑性变形的发生，蒙皮变为拉伸状态。仿真计算的应变响应结果与试验应变响应结果趋势吻合度很高，应变峰值差距较小。证明本研究动态铆钉模型能够很准确地描述鸟撞过程中铆钉的力学响应，并得到与试验相符的结构响应结果。

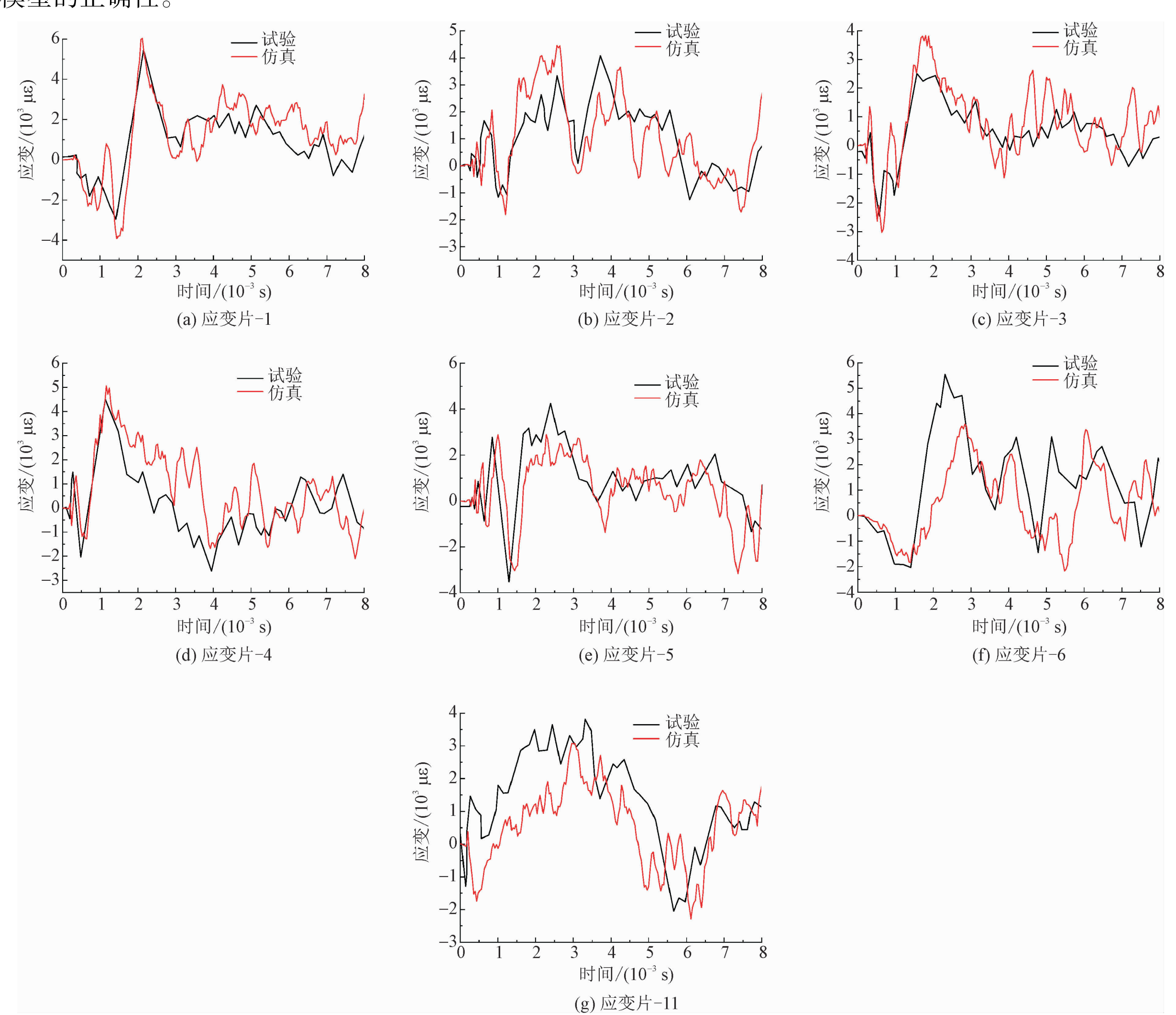


图 15 工况 1 仿真和试验应变响应对比

Fig. 15 Strain response comparison between simulation and test in case 1

3 结 论

考虑到民用飞机结构众多铆钉紧固件对其鸟撞建模和仿真分析的复杂性，本研究基于 Abaqus 软件建立了铆钉的考虑应变率的动态弹塑性损伤的简化模型，通过仿真和试验的方法研究了侧壁板结构鸟撞的力学响应和损伤情况。得到了如下结论。

1）基于 Abaqus 的铆钉动态弹塑性损伤模型能够很好地描述其动态加载下的应变率强化效应，并且能够较为准确地模拟拉剪耦合加载下的损伤破坏行为。

2）侧壁板结构鸟撞冲击下主要表现为铆钉紧固件的大量破坏导致加强肋脱离。结构纵框、加强肋和蒙皮均未出现撕裂破坏。

3）本研究提出的铆钉模型能够很好地模拟侧壁

板鸟撞过程中的铆钉破坏形式,并且得到了与试验结果吻合性很高的结构应变响应。

参考文献:

[1] 中国民用航空局机场司. 2016 年度中国民航鸟击航空器信息分析报告[R]. 北京:中国民航科学技术研究院,2017.

[2] 中国民用航空局. 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4[S]. 北京:中国民用航空局,2017.

[3] 杜家政,徐颖康,付胜伟,等. 基于螺栓连接刚度的动力学模型修正[J]. 应用力学学报,2021,38(4):1616-1621.
DU Jiazheng, XU Yingkang, FU Shengwei, et al. Dynamic model updating based on bolt connection stiffness[J]. Chinese journal of applied mechanics,2021,38(4):1616-1621(in Chinese).

[4] 倪磊,杨荣,白春玉,等. 水陆两栖飞机尾翼抗鸟撞设计与验证方法研究[J]. 应用力学学报,2022,39(3):452-461.
NI Lei,YANG Rong,BAI Chunyu,et al. Design and verification of bird strike on amphibious aircraft tail[J]. Chinese journal of applied mechanics,2022,39(3):452-461(in Chinese).

[5] 姚小虎. 鸟撞飞机圆弧风挡的实验研究及数值模拟[D]. 太原:太原理工大学,2001.

[6] 刘军,李玉龙,郭伟国,等. 鸟撞 45 钢平板动响应试验研究[J]. 振动与冲击,2013,32(4):15-20.
LIU Jun,LI Yulong,GUO Weiguo,et al. Tests for bird striking on a plate made of 45 steel[J]. Journal of vibration and shock,2013,32(4):15-20(in Chinese).

[7] 高俊,吴志斌,孔令勇,等. 基于不同构型辅助梁的民机尾翼前缘设计与抗鸟撞性能研究[J]. 振动与冲击,2021,40(8):237-246.
GAO Jun, WU Zhibin, KONG Lingyong, et al. Design and bird-strike resistance performance research of civil aircraft tail leading edge using different auxiliary spars[J]. Journal of vibration and shock,2021,40(8):237-246(in Chinese).

[8] 黄福增,刘永泉,张东明,等. 发动机风扇转子旋转状态下鸟撞试验研究[J]. 实验力学,2020,35(6):1136-1146.
HUANG Fuzeng,LIU Yongquan,ZHANG Dongming,et al. Investigation on bird-strike test of gas turbine rotating fan blade[J]. Journal of experimental mechanics,2020,35(6):1136-1146(in Chinese).

[9] 贾林,李从富,邹学韬,等. 鸟撞冲击下 TC4 钛合金平板的变形和破坏[J]. 高压物理学报,2020,34(4):57-66.
JIA Lin,LI Congfu,ZOU Xuetao,et al. Deformation and destruction of TC4 titanium alloy plate under the bird impact[J]. Chinese journal of high pressure physics,2020,34(4):57-66(in Chinese).

[10] LONG S C,MU X L,LIU Y H,et al. Failure modeling of composite wing leading edge under bird strike[J]. Composite structures,2021,255:113005.

[11] 汪存显,高豪迈,龚煦,等. 航空铆钉连接件的抗冲击性能[J]. 航空学报,2019,40(1):284-296.
WANG Cunxian,GAO Haomai,GONG Xu,et al. Impact responses of aeronautic riveting structures[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2019,40(1):284-296(in Chinese).

[12] 杨沛,郭亚洲,李玉龙. 航空铆钉的动态力学性能测试[J]. 航空学报,2014,35(11):3012-3024.
YANG Pei,GUO Yazhou,LI Yulong. Dynamic mechanical test of aeronautic rivets[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2014,35(11):3012-3024(in Chinese).

[13] 解江,白春玉,舒挽,等. 航空铆钉动态加载失效实验[J]. 爆炸与冲击,2017,37(5):879-886.
XIE Jiang,BAI Chunyu,SHU Wan,et al. Dynamic loading failure experiment of aeronautic rivet[J]. Explosion and shock waves,2017,37(5):879-886(in Chinese).

[14] 杨沛,惠战荣. 铆钉动态剪切力学性能仿真分析及试验验证[J]. 航空科学技术,2016,27(3):69-73.
YANG Pei,HUI Zhanrong. Simulation analysis and test verification of dynamic shear mechanical property of aeronautic rivet[J]. Aeronautical science & technology,2016,27(3):69-73(in Chinese).

[15] 牟浩蕾,赵一帆,刘义,等. 航空沉头铆钉动态加载试验及失效模式研究[J]. 航空科学技术,2019,30(4):69-78.
MOU Haolei,ZHAO Yifan,LIU Yi,et al. Dynamic loading failure experiment and failure mode analysis of aeronautic countersunk rivets[J]. Aeronautical science & technology,2019,30(4):69-78(in Chinese).

[16] ZHANG X,ZHANG M Y,SUN L Q,et al. Numerical simulation and experimental investigations on TA1 titanium alloy rivet in electromagnetic riveting[J]. Archives of civil and mechanical engineering,2018,18(3):887-901.

[17] ABAQUS 6.14 Analysis User's Manual[M]. Online Documentation Help:Dassault Systemes,2014.

[18] 刘小川,郭军,孙侠生,等. 用于鸟撞试验的仿真鸟弹研究[J]. 实验力学,2012,27(5):623-629.
LIU Xiaochuan,GUO Jun,SUN Xiasheng,et al. Investigation on the artificial bird projectile used in bird strike test[J]. Journal of experimental mechanics,2012,27(5):623-629(in Chinese).

(编辑 吕茵)